

基于天文/GPS的HEO卫星自主导航方法

王 鹏¹, 张迎春²

(1. 东南大学 a. 仪器科学与工程学院, b. 微惯性仪表与先进导航技术教育部重点实验室, 南京 210096; 2. 哈尔滨工业大学 航天学院, 哈尔滨 150001)

摘 要: 为了实现大椭圆轨道(HEO)卫星高精度自主导航, 提出一种将直接敏感地平天文导航与全球定位系统(GPS)相结合的组合导航方法. 首先, 分析卫星轨道 J_2 运动模型及其所受空间摄动, 建立卫星轨道动力学模型; 然后, 分析单一使用天文导航和GPS的优缺点, 根据HEO卫星对GPS的可见性, 提出在远地点只采用天文导航, 而在近地点采用以天文导航为主、适时引入GPS信号进行位速测量辅助修正的方法. 通过计算机仿真和结果分析表明了所提出的设计方法导航精度比单一天文导航提高72.4%~85.6%.

关键词: 大椭圆轨道卫星; 天文导航; 全球定位系统; 信息融合

中图分类号: V448.2

文献标志码: A

Autonomous navigation method of high elliptical orbit satellite based on celestial navigation and GPS

WANG Peng¹, ZHANG Ying-chun²

(1a. School of Instrument Science and Engineering, 1b. Key Laboratory of Micro-Inertial Instrument and Advanced Navigation Technology of Ministry of Education, Southeast University, Nanjing 210096, China; 2. Institute of Astronautics, Harbin Institute of Technology, Harbin 150001, China. Correspondent: WANG Peng, E-mail: snowpeng@gmail.com)

Abstract: In order to realize autonomous and continuous navigation information outputs for high elliptical orbit(HEO) satellite, new integrated navigation system is proposed based on celestial navigation of directly sensing stellar and global positioning system(GPS) navigation. Firstly, satellite orbit motion model is established on the satellite orbit dynamics J_2 model and suffered space perturbation. Moreover, performances of single-use celestial navigation or GPS are analyzed. When the satellite is near the apogee, observation system is established by using only celestial navigation. When the satellite is near the perigee, the estimate covariance is revised through incoming GPS signal to improve the celestial navigation estimate. The autonomous navigation system is designed and simulating. The results of computer simulation show that the navigation accuracy is improved by 72.4%~85.6% compared with the celestial navigation method.

Keywords: high elliptical orbit satellite; celestial navigation; global positioning system; information fusion

0 引 言

随着深空探测、探月技术和载人航天技术的发展, 对航天器自主导航能力的要求也更加迫切, 小型化、数字化、多功能化和全自动化已成为自主导航系统的发展趋势^[1-3]. 卫星自主导航技术仅依靠星载设备和技术实时在轨为卫星提供精确导航参数^[4], 对于卫星的在轨生存能力以及扩展其在空间应用能力都具有重要的理论意义和应用价值.

典型的大椭圆轨道(HEO)卫星通常偏心率较大($e > 0.6$), 轨道近地点在300~1000 km, 远地点在36000 km以上^[5]. 卫星经过近地点过程极短, 而在远地点区域运行速度较慢, 对星下地面区域覆盖时间可超过12小时. 虽然目前世界各国都以近地圆轨道卫星为主, 但是HEO卫星由于其轨道特点, 具有不可替代的重要作用.

目前, 美国和俄罗斯在HEO卫星应用领域最为

收稿日期: 2014-01-05; 修回日期: 2014-07-26.

基金项目: 江苏省自然科学基金项目(BK20130636); 中国航天科技集团公司卫星应用研究院创新基金项目(2012-1510); 东南大学微惯性仪表与先进导航技术教育部重点实验室(B类)开放基金项目(201211).

作者简介: 王鹏(1979-), 男, 讲师, 博士, 从事航天器自主导航、姿态确定技术等研究; 张迎春(1961-), 男, 教授, 博士生导师, 从事小卫星总体设计等研究.

成熟,主要体现在两个方面^[6-7]: 1) 导弹预警的天基红外系统、军事侦察和通信领域等,包括俄罗斯“眼睛(Oko)”、“闪电(Molniya)”和“子午线(Meridian)”等系列卫星,美国“折叠椅(Jumpseat)”、空军“天基红外系统(SBIRS)”；2) 对地球物理空间进行科学考察等,包括美国和欧空局“国际日地探险者(ISEE)”卫星、我国双星探测和实践4号(SJ-4)卫星,旨在帮助人类更好地探索和利用太空。

与目前近地轨道(LEO)卫星主要采用GPS与地面测控相结合的传统导航定位方式相比^[8],实现HEO卫星定位和测控更加复杂、困难,HEO与LEO特性比较如下:

1) 运动特性. LEO轨道近似圆形,高度变化不大,近似匀速;HEO存在“动能 \rightleftharpoons 势能”的相互转换,在近地点运行时间短,速度和加速度变化剧烈,到达和离开远地点过程较长。

2) 空间环境. LEO受近地空间环境影响,摄动力相对稳定;HEO几乎受到从近地空间环境到行星际空间的所有环境影响,摄动力呈近似周期性变化。

3) 测量噪声. LEO在轨测量相对稳定,GPS能连续测量;HEO导航设备受空间环境影响较大,特别是穿越范艾伦辐射带,在远地点受太阳活动影响大,GPS不能连续观测。

高轨道卫星自主导航问题一直是导航领域研究的热点问题之一,国内外学者对此进行了深入研究. Li等^[9-10]针对GEO和HEO卫星分别提出了同时利用目前4种卫星导航系统(GNSS)的自主导航方法,GEO定位误差185.776 m,速度误差0.073 m/s;HEO定位误差102.457 m,速度误差0.021 m/s. 李璟璟等^[11]在分析大椭圆轨道GPS覆盖特点和空间环境的基础上,提出了一种将天文导航与GPS导航相结合的组合导航方法,但仅考虑了卫星能观测到4颗GPS的情况,定位误差804.096 m,速度误差1.005 m/s. 李涛护等^[12]提出了一种基于轨道根数约束的迭代批处理算法,该算法避免了F.G级数法用短弧段数据定初轨时系数矩阵秩亏的影响,仿真结果表明初值位置偏差在 10^4 数量级,速度偏差在 10^0 数量级. 上述研究成果在系统精确建模和提高导航精度等方面还需进一步深入研究。

针对上述研究成果的不足,为了实现HEO卫星高精度自主导航,本文提出一种利用天文和GPS的HEO卫星自主导航新方法. 首先在卫星轨道动力学 J_2 模型的基础上,分析卫星受摄动力和GPS时钟误差的影响,引入两个相关数学模型;然后分析卫星对GPS可见性,建立在近地点和远地点不同模式下的观测方程;最后,根据HEO卫星运动特性和空间环境对

测量的影响,提出一种新的基于信息融合的平方根EKF算法,并对所设计自主导航系统进行计算机仿真和结果分析。

1 卫星状态方程建模

1.1 卫星轨道动力学模型

在J2000.0地心赤道惯性坐标系中,卫星轨道动力学 J_2 模型^[13]为

$$\begin{aligned} \frac{dr_x}{dt} &= v_x, \quad \frac{dr_y}{dt} = v_y, \quad \frac{dr_z}{dt} = v_z, \\ \frac{dv_x}{dt} &= -\mu \frac{r_x}{r^3} \left[1 - J_2 \left(\frac{R_e}{r} \right) \left(7.5 \frac{r_z^2}{r^2} - 1.5 \right) \right] + \Delta F_x, \\ \frac{dv_y}{dt} &= -\mu \frac{r_y}{r^3} \left[1 - J_2 \left(\frac{R_e}{r} \right) \left(7.5 \frac{r_z^2}{r^2} - 1.5 \right) \right] + \Delta F_y, \\ \frac{dv_z}{dt} &= -\mu \frac{r_z}{r^3} \left[1 - J_2 \left(\frac{R_e}{r} \right) \left(7.5 \frac{r_z^2}{r^2} - 4.5 \right) \right] + \Delta F_z. \end{aligned} \quad (1)$$

其中: μ 为地球引力常数; J_2 为地球引力系数; $\mathbf{r}_{\text{sat}} = [r_x \ r_y \ r_z]^T$ 为卫星位置; $r = |\mathbf{r}_{\text{sat}}|$ 为卫星至地心距离; $\mathbf{v}_{\text{sat}} = [v_x \ v_y \ v_z]^T$ 为卫星速度;

$$\Delta \mathbf{F} = [\Delta F_x \ \Delta F_y \ \Delta F_z]^T$$

为卫星所受摄动加速度,可分为保守力和发散力^[1],保守力包括地球质心引力、日月等其他天体对卫星的引力等,发散力包括大气阻力、太阳光压等,摄动加速度可表示为

$$\begin{aligned} \mathbf{a}_{\text{perturbation}} &= \\ &= \mathbf{a}_{\text{nonspherical}} + \mathbf{a}_{\text{airdrag}} + \mathbf{a}_{3\text{-body(sun)}} + \\ &+ \mathbf{a}_{3\text{-body(moon)}} + \mathbf{a}_{\text{SRP}}, \end{aligned} \quad (2)$$

$\mathbf{a}_{\text{nonspherical}}$ 为 J_2 以上阶非球形摄动加速度, $\mathbf{a}_{\text{airdrag}}$ 为大气阻力摄动加速度, $\mathbf{a}_{3\text{-body(sun)}}$ 和 $\mathbf{a}_{3\text{-body(moon)}}$ 为太阳和月球摄动加速度, \mathbf{a}_{SRP} 为太阳光压摄动加速度。

1.2 卫星轨道摄动

保守力可以利用“位函数”进行描述,发散力可以利用这些力的物理关系表达式. 参考国外典型卫星轨道参数(如表1所示),对典型卫星摄动力进行计算机仿真比较,典型卫星轨道摄动加速度如表2所示。

表1 国外典型卫星轨道参数

轨道参数	HEO-1(Molniya)	HEO-2	LEO
周期/h	12	23.5	1.6
近地点/km	500	12 756	-
远地点/km	40 000	57 402	-
半长轴/km	26 553.4	41 457.0	7 013.4
偏心率	0.741 0	0.538 5	0
倾角/(°)	63.4	28.5	98.7
近地点角/(°)	270.0	0.0	215.0
升交点角/(°)	73.1	90.0	156.5
平近地点角/(°)	0.0	0.0	0.0

表2 典型轨道卫星摄动加速度

摄动加速度/(m/s ²)	HEO-1(Molniya)	HEO-2	LEO
J_2 非球形引力	$1.89 \times 10^{-2} \sim 1.64 \times 10^{-5}$	$4 \times 10^{-4} \sim 1.28 \times 10^{-6}$	$1.25 \times 10^{-2} \sim 1 \times 10^{-2}$
大气阻力	$2.36 \times 10^{-5} \sim 0$	0	6×10^{-7}
太阳引力	$2.71 \times 10^{-6} \sim 3.67 \times 10^{-7}$	$4.81 \times 10^{-6} \sim 9.87 \times 10^{-7}$	$5.2 \times 10^{-7} \sim 2.9 \times 10^{-7}$
月球引力	$5.07 \times 10^{-6} \sim 7.4 \times 10^{-7}$	$2.18 \times 10^{-5} \sim 2.4 \times 10^{-6}$	$1.8 \times 10^{-6} \sim 7 \times 10^{-7}$
太阳光压	1.95×10^{-7}	3.26×10^{-7}	1.43×10^{-7}

由表2可以得到如下结论:

1) 对于LEO卫星, 各项摄动加速度相对稳定, J_2 非球形引力是主要影响因素;

2) 对于HEO-1 (Molniya) 卫星, 摄动加速度呈近似周期性变化, J_2 非球形引力虽然仍是主要影响因素, 但在远地点会减小3个数量级, 仅比太阳和月球引力高1个数量级; 在近地点大气阻力会大幅增加, 同比LEO大约1到2个数量级;

3) 对于HEO-2卫星, 摄动加速度同样呈近似周期性变化, 在近地点 J_2 非球形引力仍是主要影响因素, 在远地点太阳和月球引力成为主要因素, 均比 J_2 非球形引力大约1个量级。

由上述分析可知, HEO卫星所受各项摄动力均呈近似周期性变化, 常用轨道动力学 J_2 模型已不能较好地反映卫星的运动状态, 需要有精度和实时性更好的数学模型描述卫星运动特征, 因此在不过多增加滤波计算量的前提下, 提出补充两个相关的数学模型:

1) 考虑采用一阶Singer模型模拟 J_2 项以外的摄动之和, 该模型比 J_2 模型更精确, 比复杂模型计算量少, 适用于HEO轨道动力学建模。定义 J_2 项以外摄动加速度状态变量 $\chi_{\text{pertu}} = [a_x \ a_y \ a_z]^T$, 则其状态方程可以表示为

$$\dot{\chi}_{\text{pertu}} = \mathbf{f}_{\text{pertu}}(\chi_{\text{pertu}}, t) + \mathbf{w}_{\text{pertu}}. \quad (3)$$

其中

$$\mathbf{f}_{\text{pertu}}(\chi_{\text{pertu}}, t) = \begin{bmatrix} -a_1 a_x \\ -a_2 a_y \\ -a_3 a_z \end{bmatrix}, \quad \mathbf{w}_{\text{pertu}} = \begin{bmatrix} w_{a_x} \\ w_{a_y} \\ w_{a_z} \end{bmatrix},$$

a_1 、 a_2 、 a_3 分别为时间相关常数的倒数, w_{a_x} 、 w_{a_y} 、 w_{a_z} 为摄动加速度系统噪声。

2) 考虑GPS接收机时钟误差主要包括时钟漂移 δt_μ 和漂移率 $\delta t_{r\mu}$, 设漂移率为一阶Markov过程, 定义时钟漂移状态变量 $\chi_{\text{clock}} = [\delta t_\mu \ \delta t_{r\mu}]^T$, 则其状态方程可以表示为

$$\dot{\chi}_{\text{clock}} = \mathbf{f}_{\text{clock}}(\chi_{\text{clock}}, t) + \mathbf{w}_{\text{clock}}. \quad (4)$$

其中

$$\mathbf{f}_{\text{clock}}(\chi_{\text{clock}}, t) = \begin{bmatrix} \delta t_{r\mu} \\ -\frac{\delta t_{r\mu}}{T_{r\mu}} \end{bmatrix}, \quad \mathbf{w}_{\text{clock}} = \begin{bmatrix} w_\mu \\ w_{r\mu} \end{bmatrix},$$

$T_{r\mu}$ 为时间相关常数的倒数, w_μ 、 $w_{r\mu}$ 为时钟误差系统噪声。

1.3 系统状态方程模型

在建立摄动加速度模型(3)后, 轨道动力学模型(1)中的 $\Delta \mathbf{F}$ 可以改写为

$$\begin{cases} \Delta F_x = a_x + w_{v_x}, \\ \Delta F_y = a_y + w_{v_y}, \\ \Delta F_z = a_z + w_{v_z}, \end{cases} \quad (5)$$

其中 w_{v_x} 、 w_{v_y} 、 w_{v_z} 为加速度系统噪声。

定义轨道状态变量 $\chi_{\text{orbit}} = [\mathbf{r}_{\text{sat}}^T \ \mathbf{v}_{\text{sat}}^T]^T$, 根据式(1)和(5), 轨道状态方程可以表示为

$$\dot{\chi}_{\text{orbit}} = \mathbf{f}_{\text{orbit}}(\chi_{\text{orbit}}, t) + \mathbf{w}_{\text{orbit}}. \quad (6)$$

其中

$$\mathbf{f}_{\text{orbit}}(\chi_{\text{orbit}}, t) = \begin{bmatrix} \dot{\mathbf{r}}_{\text{sat}} \\ \dot{\mathbf{v}}_{\text{sat}} \end{bmatrix}, \quad \mathbf{w}_{\text{orbit}} = \begin{bmatrix} \mathbf{w}_r \\ \mathbf{w}_v \end{bmatrix},$$

\mathbf{w}_r 和 \mathbf{w}_v 为位置和速度系统噪声。

定义系统状态变量 $\chi = [\chi_{\text{orbit}}^T \ \chi_{\text{pertu}}^T \ \chi_{\text{clock}}^T]^T$, 根据式(3)、(4)和(6), 建立系统状态方程

$$\dot{\chi} = \mathbf{f}(\chi) + \mathbf{w}. \quad (7)$$

其中

$$\mathbf{f}(\chi) = \begin{bmatrix} \mathbf{f}_{\text{orbit}}(\chi_{\text{orbit}}, t) \\ \mathbf{f}_{\text{pertu}}(\chi_{\text{pertu}}, t) \\ \mathbf{f}_{\text{clock}}(\chi_{\text{clock}}, t) \end{bmatrix}, \quad \mathbf{w} = \begin{bmatrix} \mathbf{w}_{\text{orbit}} \\ \mathbf{w}_{\text{pertu}} \\ \mathbf{w}_{\text{clock}} \end{bmatrix}.$$

2 卫星观测方程建模

2.1 天文导航

2.1.1 导航原理

卫星天文导航是利用星载传感器测量天体方位信息进行卫星位置计算的定位方法^[3]。直接敏感地平是利用星敏感器和红外地平仪分别观测恒星和地球, 由于传感器与卫星本体之间的姿态转换矩阵是已知的, 可以得到星光和地心矢量在本体坐标系中的方向矢量。根据“地球-卫星-恒星”三者几何位置关系, 结合轨道动力学模型和先进滤波方法, 可得到卫星的位置和速度, 如图1所示。

2.1.2 观测方程

星光角距是天文导航中常用的一种观测, 指恒星方向矢量与地心方向矢量的夹角, 其表达式和相应

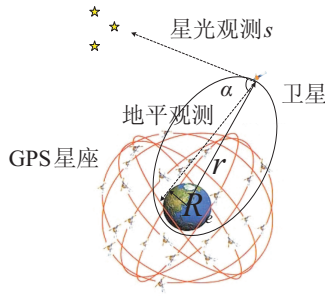


图 1 HEO 卫星天文导航

的观测方程可以表示为

$$\alpha = \arccos\left(-\frac{\mathbf{S}_{\text{star}} \mathbf{r}_{\text{sat}}}{|\mathbf{r}_{\text{sat}}|}\right), \quad (8)$$

$$z_{\text{CNS}} = \mathbf{h}_{\alpha}(\boldsymbol{\chi}) + v_{\alpha}. \quad (9)$$

其中: $\mathbf{h}_{\alpha}(\boldsymbol{\chi}) = \alpha$, \mathbf{S}_{star} 为星光方向矢量, v_{α} 为星光角距观测噪声.

2.2 GPS 导航

2.2.1 GPS 可见性

HEO 卫星对 GPS 可见性, 即 HEO 卫星在整个轨道周期内接收 GPS 信号的情况, 如图 2 所示. 由于 HEO 卫星轨道特征, 其对 GPS 观测也存在近似周期性, 且观测结果直接影响卫星导航的精度和稳定性. HEO 卫星对 GPS 可见性判据主要考虑以下情况:

- 1) GPS 卫星到 HEO 卫星信号传播过程中受到地球阻挡;
- 2) GPS 卫星信号发射半角与 HEO 卫星信号接收半角在有可能确保信号接收的范围内;
- 3) GPS 接收机接收到的信号强度 C/N 值是否大于接收机门限值.

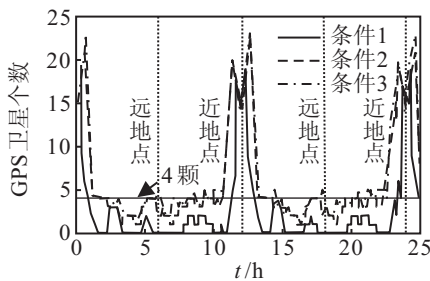


图 2 HEO-1 对 GPS 可见性

根据 HEO-1 (Molniya) 轨道卫星, 分析 GPS 星座旁瓣信号及其接收机灵敏度, 对以下 3 种条件可见性进行数值仿真:

- 1) 不考虑旁瓣信号 + 接收机灵敏度 S_0 ;
- 2) 考虑旁瓣信号 + 接收机灵敏度 S_1 ;
- 3) 考虑旁瓣信号 + 接收机灵敏度 S_2 .

由图 2 可见: 1) 当不考虑 GPS 旁瓣信号时, 卫星多于 4 颗仅占 17.28%, 0 颗占 42.14%, 不利于单一利用 GPS 导航; 2) 当考虑 GPS 旁瓣信号时, 卫星多于 4

颗大幅提高, 占 55.45%, 0 和 1 颗大幅减少, 2 颗和 3 颗增加; 3) 当考虑 GPS 旁瓣信号, 同时提高灵敏度时, 卫星多于 4 颗占 69.80%, 0~3 颗均减少. 由此可见, 以目前的技术条件, 单纯依靠改善 GPS 接收机性能还不能完全解决卫星在远地点观测 GPS 可见星数目偏少的问题.

2.2.2 观测方程

GPS 定位指通过观测信号传播时间得到卫星与 GPS 之间的距离, 利用测量得到的距离与位置之间的关系推算出所要确定位置的坐标^[4]. 由于 GPS 时钟与接收机时钟之间存在误差, 导致通过时间测量距离存在误差, 因此卫星与 GPS 的伪距可以表示为

$$\rho_i = r_i + c\delta t_{\mu} + v_{\rho_i}. \quad (10)$$

其中: $r_i = \sqrt{(r_x - r_x^{(i)})^2 + (r_y - r_y^{(i)})^2 + (r_z - r_z^{(i)})^2}$ 为卫星与第 i 颗 GPS 的距离; $r_x^{(i)}, r_y^{(i)}, r_z^{(i)}$ 为第 i 颗 GPS 在地心惯性坐标系中的位置; c 为电波的传播速度; v_{ρ_i} 为伪距测量噪声, $i = 1, 2, 3, 4$. 此外, 利用测量无线电波的多普勒频移, 得到伪距率表达式为

$$\begin{aligned} \dot{\rho}_i = & ((r_x - r_x^{(i)})(v_x - v_x^{(i)}) + (r_y - r_y^{(i)})(v_y - v_y^{(i)}) + \\ & (r_z - r_z^{(i)})(v_z - v_z^{(i)})) / \\ & \sqrt{(r_x - r_x^{(i)})^2 + (r_y - r_y^{(i)})^2 + (r_z - r_z^{(i)})^2} + \\ & c\delta t_{r\mu} + v_{\dot{\rho}_i}. \end{aligned} \quad (11)$$

其中: $v_x^{(i)}, v_y^{(i)}, v_z^{(i)}$ 为第 i 颗 GPS 卫星的速度分量; $v_{\dot{\rho}_i}$ 为伪距率测量噪声.

卫星对第 i 颗 GPS 观测方程可以表示为

$$z_{\text{GPS}}^{(i)} = \mathbf{h}_{\rho}^{(i)}(\boldsymbol{\chi}) + v_i. \quad (12)$$

其中: $\mathbf{h}_{\rho}^{(i)}(\boldsymbol{\chi}) = \begin{bmatrix} \rho_i \\ \dot{\rho}_i \end{bmatrix}$, $\mathbf{v}_i = \begin{bmatrix} v_{\rho_i} \\ v_{\dot{\rho}_i} \end{bmatrix}$ 为观测噪声.

3 卫星自主导航系统

针对 HEO 卫星的高速高动态特性以及测量噪声变化较大的特点, 提出一种基于信息融合的平方根滤波新算法, 具体设计如下.

1) 扩展卡尔曼滤波.

由于卫星轨道动力学方程和观测方程均为非线性模型, 系统以扩展卡尔曼滤波算法为基础, 递推步骤如下:

$$\hat{\boldsymbol{\chi}}(k, k-1) = \hat{\boldsymbol{\chi}}(k-1) + \mathbf{f}[\hat{\boldsymbol{\chi}}(k-1), t_{k-1}] \mathbf{T}, \quad (13)$$

$$\hat{\boldsymbol{\chi}}(k) =$$

$$\hat{\boldsymbol{\chi}}(k, k-1) + \mathbf{K}(k) \{z(k) - \mathbf{h}[\hat{\boldsymbol{\chi}}(k, k-1), k]\}, \quad (14)$$

$$\mathbf{K}(k) =$$

$$\mathbf{P}(k, k-1) \mathbf{H}^T(k) [\mathbf{H}(k) \mathbf{P}(k, k-1) \mathbf{H}^T(k) +$$

$$\mathbf{R}(k)]^{-1}, \quad (15)$$

$$\mathbf{P}(k, k-1) =$$

$$\phi(k, k-1)\mathbf{P}(k-1)\phi^T(k, k-1) + \mathbf{Q}(k-1). \quad (16)$$

2) 平方根滤波。

由于需要在不同导航模式之间切换, 获取导航观测测量是一个不断变化的过程. 为了克服滤波过程中精度降低、稳定性差, 甚至发散的问题, 提出一种新的平方根滤波算法, 具体步骤如下。

Step 1: 初始矩阵分解. 对于初始给定的方差 \mathbf{P} , 在保证其正定性的前提下, 进行 Cholesky 分解, 有

$$\mathbf{P}(k-1) = \sqrt{\mathbf{P}(k-1)}(\sqrt{\mathbf{P}(k-1)})^T \mathbf{S}(k-1)\mathbf{S}^T(k-1). \quad (17)$$

Step 2: 计算预测状态协方差. 协方差阵为

$$\mathbf{P}(k, k-1) = \phi(k-1)\mathbf{P}(k-1)\phi^T(k-1) + \mathbf{Q}(k-1), \quad (18)$$

其中 $\mathbf{P}(k-1)\mathbf{S}(k-1)\mathbf{S}^T(k-1)$. 假设对 $\mathbf{Q}(k-1)$ 进行分解, $\mathbf{Q}(k-1) = \sqrt{\mathbf{Q}(k-1)}(\sqrt{\mathbf{Q}(k-1)})^T$, 则有

$$\begin{aligned} \mathbf{P}(k, k-1) &= \mathbf{A}(k-1)\mathbf{A}^T(k-1) = \\ &= \sqrt{\mathbf{Q}(k-1)}(\sqrt{\mathbf{Q}(k-1)})^T + \\ &= \phi(k-1)\mathbf{S}(k-1)\mathbf{S}^T(k-1)\phi^T(k-1), \end{aligned} \quad (19)$$

其中 $\mathbf{A}(k-1)[\phi(k-1)\mathbf{S}(k-1)\sqrt{\mathbf{Q}(k-1)}]$ 为 $(n_x \times 2n_x)$ 的矩阵. 然后利用 QR 分解, 对 $\mathbf{A}(k-1)$ 进行 QR 分解, 使 $\mathbf{A}^T(k-1) = \mathbf{Q}(k-1)\mathbf{R}(k-1)$, 此处 $\mathbf{Q} \in (n_x \times n_x)$ 正交矩阵, \mathbf{R} 为 $(2n_x \times n_x)$ 上三角矩阵, \mathbf{R} 的上三角部分 $\tilde{\mathbf{R}}$ 为 Cholesky 分解 $\mathbf{P} = \mathbf{A}\mathbf{A}^T$ 因子的转置, 即有 $\tilde{\mathbf{R}}^T \tilde{\mathbf{R}} = \mathbf{A}\mathbf{A}^T$, 返回 $\tilde{\mathbf{R}}$.

Step 3: 状态协方差和滤波器增益更新. 在扩展卡尔曼滤波算法中最容易影响滤波稳定性的是协方差更新方程, 由于状态协方差阵 $\mathbf{P}(k)$ 中含有相减的计算, 对舍入误差非常敏感, 极易使更新结果失去正定或对称. Joseph 形式协方差更新公式如下:

$$\begin{aligned} \mathbf{P}(k) &= \\ &= [\mathbf{I} - \mathbf{K}(k)\mathbf{H}(k)]\mathbf{P}(k, k-1)[\mathbf{I} - \mathbf{K}(k)\mathbf{H}(k)]^T + \\ &= \mathbf{K}(k)\mathbf{R}(k)\mathbf{K}^T(k). \end{aligned} \quad (20)$$

分解 $\mathbf{P}(k) = \mathbf{B}(k)\mathbf{B}^T(k)$, 其中

$$\mathbf{B}(k) = [\mathbf{I} - \mathbf{K}(k)\mathbf{H}(k)]\mathbf{A}(k)\mathbf{K}(k)\sqrt{\mathbf{R}(k)}. \quad (21)$$

采用与预测状态协方差阵相同的方法即可得到更新的协方差平方根矩阵。

3) 信息融合。

卫星自主导航系统如图 3 所示, 主要由 3 部分组成: ① 子滤波器 1, 由式 (7) 和 (9) 组成天文导航系统 (CNS); ② 子滤波器 2, 由式 (7) 和 (12) 组成 GPS 导航系统 (GPS); ③ 信息融合, 对子滤波器 1 和滤波器 2 估

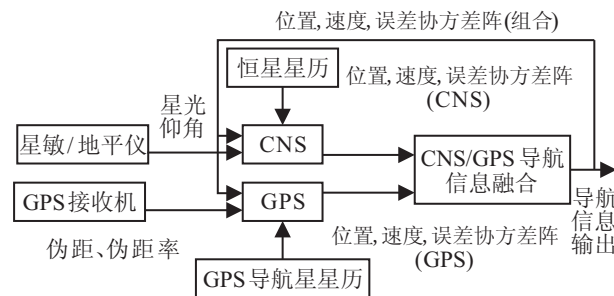


图 3 HEO 卫星自主导航系统

计进行信息融合, 得到全局最优估计。

设计导航系统工作原理: 当卫星处于远地点时, 不能连续观测 GPS 信号, 但是受近地空间环境影响较小, 对于天文导航非常有利, 此时子滤波器 1 进行时间更新和观测更新, 子滤波器 2 只进行时间更新; 当卫星处于近地点时, 能够很好地连续接收 GPS 信号, 子滤波器 1 和子滤波器 2 同时进行时间更新和观测更新, 并进行信息融合。

注意到, 卫星在抵达近地点过程中具有高速高动态特性, 且天文导航易受近地空间环境影响, 导航精度和稳定性会大幅下降, 甚至发散. 此时适时引入高精度 GPS 信号, 恰好能弥补这一不足. 因此, 本方案可以看作是以连续天文导航为主, 适时引入 GPS 信号进行位速测量辅助修正的自主导航新方法。

3.1 全局最优估计

设子滤波器 1 和子滤波器 2 估计值分别为 $\chi_1(t)$ 和 $\chi_2(t)$, 估计误差阵分别为 $\mathbf{P}_1(t)$ 和 $\mathbf{P}_2(t)$, 在信息融合中, 得到全局最优估计

$$\hat{\chi}_g(k) = \mathbf{P}_g(k)[\mathbf{P}_1^{-1}(k)\chi_1(k) + \mathbf{P}_2^{-1}(k)\chi_2(k)], \quad (22)$$

$$\mathbf{P}_g(k) = [\mathbf{P}_1^{-1}(k) + \mathbf{P}_2^{-1}(k)]^{-1}. \quad (23)$$

3.2 信息分配原则与子滤波器估计

将全局最优估计结果反馈给子滤波器 1 和子滤波器 2, 作为 k 时刻两个子滤波器估计值, 即

$$\hat{\chi}_i = \hat{\chi}_g(k), \quad (24)$$

$$\mathbf{Q}_i^{-1}(k) = \beta_i \mathbf{Q}_g^{-1}(k), \quad (25)$$

$$\mathbf{P}_i^{-1}(k) = \beta_i \mathbf{P}_g^{-1}(k). \quad (26)$$

其中: $i = 1, 2$, $\beta_1 + \beta_2 = 1$, $0 \leq \beta_i \leq 1$, \mathbf{Q}_g 为系统状态噪声的方差阵。

信息分配因子选择的基本原则是在满足信息守恒公式的前提下, 与局部滤波器的滤波精度成正比. 为了使组合导航系统具有更强的自适应能力和容错能力, 使用基于估计误差阵 \mathbf{P} 的范数的动态分配信息因子算法. 令

$$\beta_i(k) = \frac{(\|\mathbf{P}_i(k-1)\|_F)^{-1}}{\sum_{i=1}^2 (\|\mathbf{P}_i(k-1)\|_F)^{-1}}, \quad (27)$$

其中 $\|\cdot\|_F$ 为 Frobenius 范数, 即对于任意矩阵 \mathbf{A} , 有 $\|\mathbf{A}\|_F = \sqrt{\sum \text{diag}(\mathbf{A}^T \mathbf{A})}$.

4 仿真分析

为了验证所设计导航系统的有效性, 在 PC 机上利用 Matlab 2012b 软件进行数字仿真验证, 仿真所使用卫星真实轨道数据由 STK 9^[14] 软件产生, 基本条件

如下: 选择采用 Molniya 轨道; 仿真时长 $T = 15000$ s, 滤波周期 $t = 3$ s; 地球敏感器测量精度为 0.02° , 测量噪声为高斯零均值白噪声; 星敏感器测量精度为 $1''$; GPS 卫星采用 2013-10-20 星历数据, GPS 信号经过传播到达接收机后, 接收到的 GPS 信号包括载波、C/A 码、P(Y) 码和导航电文和噪声. 设信号强度门限值分别为 $35 \sim 40$ dB-Hz、 25 dB-Hz (仿真所选取门限值)、 21 dB-Hz, 接收信号为高斯白噪声, 噪声方差 $\mathbf{R} = 10^2$ m.

仿真结果如图 4 和表 3 所示.

表 3 不同导航方法估计误差

导航估计误差		天文导航 (CNS)	信息融合 (CNS+GPS)
位置/m	x 方向	2358.30	90.90
	y 方向	1850.79	72.79
	z 方向	1915.86	78.78
速度/(m/s)	x 方向	1.42	0.18
	y 方向	1.13	0.17
	z 方向	1.03	0.14

分析图 4 和表 3 可见:

1) 单纯采用天文导航方法. 当卫星运行至近地点时, 速度和加速度迅速增大, 随后急剧下降, 滤波器不能较快地适应这种变化, 同时天文导航受到近地空间电磁环境和大气影响, 测量噪声较大, 导致位置和速度误差估计精度均出现较大波动, 甚至出现发散的情况; 当卫星运行至远地点时, 虽然速度和加速度变化趋于平缓, 但是由于滤波器精度也受初始值影响, 即在近地点滤波结果将作为远地点滤波初始值, 远地点导航精度会持续降低. 由此可见, 卫星轨道运动特性带来了估计误差的近似周期性波动, 这种影响无论是在近地点还是在远地点, 均有严重影响.

2) 采用天文/GPS 相结合的自主导航方法. 当卫星运行至近地点时, 适时引入 GPS 信号, 不仅能大幅减少估计误差的波动, 同时能提高滤波器收敛速度; 当卫星运行至远地点时, 与天文导航相反, 此时在近地点取得的较好滤波结果正好作为远地点滤波初始值, 能保证在远地点也取得较好的导航精度. 与单纯采用天文导航方法相比, 该导航方法精度提高约 78.6%.

5 结 论

本文以实现 HEO 卫星连续自主导航为目的, 在分析 HEO 卫星轨道动力学模型和对 GPS 可见性的基础上, 提出一种以天文导航为主, 适时引入 GPS 信号进行位速测量辅助修正的自主导航新方法. 仿真结果表明, 所提出的方法不仅能抑制天文导航在近地点出现较大波段, 而且提高了整个轨道周期的导航精度和稳定性. 因此, 利用天文与 GPS 相结合的自主

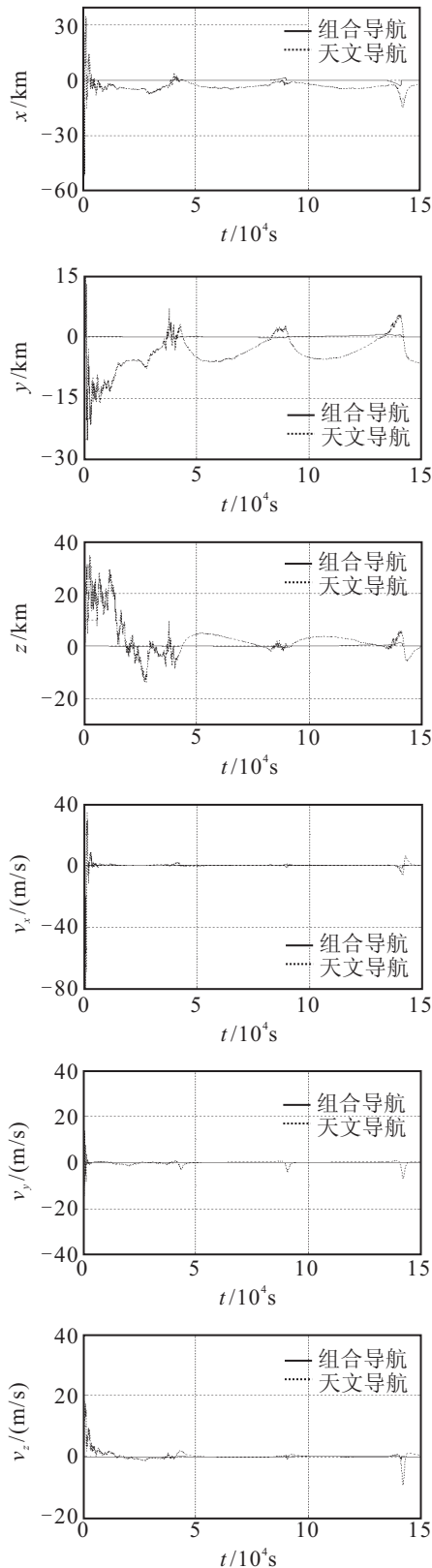


图 4 位置和速度估计误差

导航方法精度高、可靠性好,是一种非常有发展前景的HEO卫星自主导航方法.

参考文献(References)

- [1] 章仁为. 卫星轨道姿态动力学与控制[M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 1998: 129-136.
(Zhang R W. Satellite orbit and attitude dynamics and control[M]. Beijing: Beijing University of Aeronautics and Astronautics Press, 1998: 129-136.)
- [2] 房建成, 宁晓琳. 航天器自主天文导航原理与方法[M]. 北京: 国防工业出版社, 2006: 1-15.
(Fang J C, Ning X L. Spacecraft autonomy principles and methods of celestial navigation[M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2006: 1-15.)
- [3] 房建成, 宁晓琳. 深空探测器自主天文导航方法[M]. 西安: 西北工业大学出版社, 2010: 1-25.
(Fang J C, Ning X L. Deep space probe autonomous celestial navigation methods[M]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University Press, 2010: 1-25.)
- [4] 王鹏, 张迎春. 基于星敏传感器/红外地平仪的自主导航算法研究[J]. 系统工程与电术, 2008, 30(8): 1514-1518.
(Wang P, Zhang Y C. Research on autonomous navigation algorithm based on star sensor and infrared horizon sensor[J]. Systems Engineering and Electronics, 2008, 30(8): 1514-1518.)
- [5] Ning Xiaolin, Liu Lingling, Fang Jiancheng, et al. Initial position and attitude determination of lunar rovers by INS/CNS integration original[J]. Aerospace Science and Technology, 2013, 30(1): 323-332.
- [6] Wu Weiren, Ning Xiaolin, Liu Lingling. New celestial assisted INS initial alignment method for lunar explorer[J]. J of Systems Engineering and Electronics, 2013, 24(1): 108-117.
- [7] Xin Ma, Ning Xiaolin, Fang Jiancheng. Analysis of orbital dynamic equation in navigation for a mars gravity-assist mission[J]. J of Navigation, 2012, 65(3): 531-548.
- [8] Jiao Wei-bo, Su Wan-xin, Gao Qiang, et al. Application of adaptive ukf in initial alignment of mins/gps integrated navigation system[C]. The 3rd Int Conf on Advanced Computer Theory and Engineering. New York: IEEE Press, 2010: 224-228.
- [9] Li Qiao. A multiple GNSS-based orbit determination algorithm for geostationary satellites[C]. Int Global Navigation Satellite Systems Society IGNSS Symposium. New York: CRC Press, 2010: 354-360.
- [10] Li Qiao. GNSSs-based orbit determination for highly elliptical orbit satellites[C]. Int Global Navigation Satellite Systems Society IGNSS Symposium. New York: CRC Press, 2012: 310-316.
- [11] 李璟璟, 张迎春. 基于信息融合的大椭圆轨道卫星组合导航方法[J]. 宇航学报, 2012, 33(9): 1233-1240.
(Li J J, Zhang Y C. An Information fusion based integrated navigation method for highly elliptical orbit satellite[J]. J of Astronautics, 2012, 33(9): 1233-1240.)
- [12] 李涛护, 刘建胜. 单星导航HEO卫星初轨确定算法[J]. 北京航空航天大学学报, 2012, 33(6): 755-759.
(Li T H, Liu J S. Preliminary orbit determination method of HEO satellite using a single navigation GPS satellite measurements[J]. J of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2012, 33(6): 755-759.)
- [13] Ning Xiaolin, Huang Panpan, Fang Jiancheng. A new celestial navigation method for spacecraft on a gravity assist trajectory[M]. J of Mathematical Problems in Engineering, 2013: 950-956.
- [14] 杨颖, 王琦. STK在计算机仿真中的应用[M]. 北京: 国防工业出版社: 2005: 16-24.
(Yang Y, Wang Q. The application satellite tool kit in computer simulation[M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2005: 16-24.)

(责任编辑: 郑晓蕾)